



①9 BUNDESREPUBLIK
DEUTSCHLAND



DEUTSCHES
PATENTAMT

⑫ Offenlegungsschrift
⑩ DE 41 28 078 A 1

⑳ Aktenzeichen: P 41 28 078.4
㉔ Anmeldetag: 23. 8. 91
㉕ Offenlegungstag: 5. 3. 92

⑤1 Int. Cl.⁵:
B 64 C 21/06
B 64 D 13/02
B 64 D 13/08
B 64 D 15/04
F 02 C 7/277
F 02 C 7/32
F 02 C 7/042

DE 41 28 078 A 1

③0 Unionspriorität: ③2 ③3 ③1
27.08.90 US 572825

⑦1 Anmelder:
General Electric Co., Schenectady, N.Y., US

⑦4 Vertreter:
Schüler, H., Dipl.-Chem. Dr.rer.nat., Pat.-Anw., 6000
Frankfurt

⑦2 Erfinder:
Coffinberry, George Albert, West Chester, Ohio, US

Prüfungsantrag gem. § 44 PatG ist gestellt

⑤4 Grenzschicht-Abzapfsystem

⑤7 Es wird ein Flugzeug-Gasturbinentriebwerk angegeben, das mit einer elektrisch angetriebenen Grenzschichtluft-Abzapfeinrichtung versehen ist, um Grenzschichtluft von der Gondel und der Tragfläche oder einem anderen Teil der Flugzeug-Außenhaut abzuziehen bzw. abzuzapfen, um die Grenzschicht oder den Oberflächen-Strömungswiderstand zu verkleinern und die Grenzschichtluft als eine Quelle für verdichtete Luft und Kühlluft für das Umgebungsregelsystem (ECS) des Flugzeugs zu verwenden. Ein Ausführungsbeispiel der Erfindung enthält eine Einrichtung zum Leiten eines Teils der Grenzschichtluft, um zur Erzeugung von Schub und zur Verkleinerung des Basisdruck-Strömungswiderstandes in Niederdruckbereichen des Flugzeugs und des Triebwerks weiter verwendet zu werden.

DE 41 28 078 A 1

Die Erfindung bezieht sich allgemein auf eine Einrichtung für ein Flugzeug-Gasturbinentriebwerk zum Abzapfen von Grenzschichtluft von den Tragflächen und den Gondeln, um den Strömungswiderstand zu vermindern. Insbesondere bezieht sich die Erfindung auf eine vom Triebwerk angetriebene, elektrisch gespeiste Einrichtung zum Abzapfen der Grenzschichtluft und zum Verwenden der Grenzschicht-Abzapfluft für das Umgebungsregelsystem (Environmental Control System, ECS) des Flugzeugs.

Der aerodynamische Strömungswiderstand des Flugzeugs stellt für Flugzeug-Konstrukteure ein Problem hinsichtlich des Brennstoffverbrauches dar. Der aerodynamische Strömungswiderstand verursacht eine signifikante Erhöhung des spezifischen Brennstoffverbrauchs eines Flugzeugs, und eine Komponente des aerodynamischen Strömungswiderstandes ist der Grenzschicht-Strömungswiderstand, der mit den Triebwerksgondeln, Tragflächen, Pylonen und anderen Oberflächen in Verbindung steht, die der freien Strömungsgeschwindigkeit ausgesetzt sind, die beim Reiseflug etwa 960 km/Std. (600 Meilen/Std) beträgt. Wenn Luft auf eine Oberfläche zu und über diese Oberfläche strömt, wie beispielsweise eine Triebwerksgondel, baut sie eine Grenzschicht mit niedriger Geschwindigkeit und zunehmender Dicke auf. Innerhalb dieser Grenzschicht wird ein Teil der Geschwindigkeitskomponente des Freistromungs-Gesamtdruckes in einen erhöhten statischen Druck umgewandelt. Als Folge des Anstiegs des statischen Druckes, der Grenzschichtdicke und der Diffusion wird ein Punkt erreicht, wo der Rückdruck einer ansonsten laminaren Grenzschicht turbulent wird.

Innerhalb des turbulenten Bereichs wird ein wesentlicher Betrag des Gesamtdruckes in statische Temperatur umgewandelt, die thermodynamisch als eine Steigerung der Entropie dargestellt wird. Zu der Zeit, zu der die Grenzschicht die Oberfläche oder, in dem besonderen Fall eines Flugzeug-Gasturbinentriebwerkes das Ende der Gondel verläßt, ist ein nicht zurückgewinnbarer Verlust an Gesamtdruck aufgetreten. Der große Entropieanstieg, der mit der Turbulenz verbunden ist, geht auf Kosten des Luftmomentes. Die Turbulenz gibt auch Anlaß für einen erhöhten statischen Druck, der die Intensität der nach hinten wirkenden Druckkraft auf die Oberfläche vergrößern kann. Wenn nun die Grenzschichtdicke klein gehalten wird, tritt eine Ablösung und Turbulenz nicht auf und der Strömungswiderstand kann wesentlich vermindert werden.

Ein Weg, die Vergrößerung der Grenzschichtdicke zu vermeiden, besteht darin, Grenzschichtluft durch Löcher in der Oberfläche abzapfen oder abzupumpen. Grenzschichtpumpen oder Verdichter würden zwar von einem aerodynamischen Standpunkt wünschenswert sein, führen aber zu Konstruktionsproblemen in Bezug auf Gewicht und Komplexität wegen der relativ großen Luftströmungsgeschwindigkeiten, die mit einem effektiven Abpumpen oder Abzapfen der Grenzschicht in Verbindung stehen. Dieses Konzept ist für moderne Flugzeuge und Triebwerke nicht angewendet worden, da bisher die Vorteile bezüglich des spezifischen Brennstoffverbrauches ausgeglichen wurden durch die Nachteile, die mit dem zusätzlichen Gewicht und der Komplexität von vorgeschlagenen Systemen verbunden waren. Ein Problem, auf das die vorliegende Erfindung gerichtet ist, besteht darin, daß ein Grenzschicht-Abzapfsystem viele Extrageräte, insbesondere Verdichter,

erfordert, um die Grenzschicht abzu ziehen oder abzupumpen.

Deshalb wird erfindungsgemäß eine Lösung vorgeschlagen, um den aerodynamischen Strömungswiderstand auf wirksame Weise zu vermindern unter Verwendung einer Grenzschichtabzapfung mit einer minimalen Erhöhung des Gewichtes und der Komplexität des Flugzeuges. Moderne Flugzeuge verwenden Gasturbinentriebwerke, die zusätzlich zum Antrieb sekundäre Funktionen ausüben, die durch die Flugzeugsysteme erforderlich werden. Diese sekundären Funktionen umfassen elektrische Versorgung, hydraulische Versorgung und Flugzeug-Abzapfluft. Die Abzapfluft wird normalerweise von dem Triebwerkverdichter abgenommen und, nach einer Vorkühlung mit Bläser- bzw. Fanluft in einem Wärmetauscher, verschiedenen Flugzeugsystemen zugeführt, wie beispielsweise dem Gondel- und Tragflächen-Anti-Vereisungssystem und dem Kabinendruck- und Umgebungsregelsystem zum Regeln der Erneuerung und Temperatur von Kabinenluft. Diese zwei Systeme werden im allgemeinen als die Anti-Vereisungs- bzw. Umgebungsregelsysteme (ECS) bezeichnet.

Als Teil des Luftführungssystems des Flugzeugs wird Luft auch in einer Rückwärtsströmung zum Triebwerk geleitet, wo sie einen Luftturbinentriebwerksstarter antreibt. Luft zum Starten eines Triebwerkes kann von einem Bodenfahrzeug, einer Hilfsleistungseinheit an Bord des Flugzeuges oder Abzapfluft von einem anderen Triebwerk erhalten werden.

Die Extraktion von Abzapfluft aus dem Triebwerkverdichter hat nachteilige Wirkungen auf den Antriebszyklus und die Lebensdauer des Triebwerkes. In den Verdichter des Triebwerkes aufgenommene Luft beinhaltet einen Nachteil bezüglich des Stauströmungswiderstandes (Momentverlust). Der resultierende Schub eines Triebwerkes ist gleich dem Abgasmoment des Triebwerkes minus dem Einlaß-Stauströmungswiderstand. Es ist Turbinenleistung erforderlich, um Luft zu verdichten und die Ineffizienz des Verdichters zu berücksichtigen. Deshalb ist mit Abzapfluft (Luft, die keinen Schub erzeugt) immer ein Extra-Brennstoffverbrauch verbunden.

Dieser Extra-Brennstoff, der in der Brennkammer verbrannt wird, hat höhere Gastemperaturen, die der Triebwerksturbine zugeführt werden, und eine Verkürzung der Lebensdauer der Turbinenschaufeln zur Folge. Derartige Nachteile müssen auftreten, damit die Triebwerksturbine Extra-Leistung liefert, die mit der Abzapfluft in Verbindung steht. Es ist ohne übermäßige Komplexität nicht möglich, immer die Verdichterstufe des Triebwerkes anzuzapfen, die exakt den richtigen Druck liefert, der für die Anti-Vereisungs- und Umgebungsregelsysteme (ECS) erforderlich ist. Üblicherweise sind nur zwei Abzapföffnungen vorgesehen. Das Ergebnis ist deshalb, daß Luft abgezapft wird, die die minimalen Druckerfordernisse überschreitet, was einen sogar noch größeren Nachteil für den Triebwerkszyklus zur Folge hat, als sie durch die Flugzeugsysteme gefordert werden würden. Meistens ist die Abzapfluft nicht nur auf einem höheren als erforderlichen Druck, sondern sie ist auch zu heiß. Aus Gründen der Brandsicherheit ist die maximale Temperatur der Abzapfluft gewöhnlich auf 230 bis 260°C (450 – 500°F) begrenzt.

Die Temperaturregelung erfordert eine Kühlung der Abzapfluft mit einem Vorkühler. Modernste Triebwerke verwenden Fanluft zum Kühlen von Verdichter-Abzapfluft.

Die Verwendung von Fanluft bedeutet einen zusätzlichen Nachteil für den Brennstoffverbrauch. Ferner ist der Vorkühler gewöhnlich groß und erfordert eine Fanluft-Schöpfereinrichtung, die Strömungswiderstand erzeugt. Ein typisches großes Turbofan-Triebwerk verbraucht etwa 3% Extra-Brennstoff und läuft bei einer 30°C (50°F) höheren Turbinentemperatur, um Abzapfluft für das Flugzeugsystem zu liefern. Die vorliegende Erfindung ist auf diese Probleme und Nachteile gerichtet, die für die bekannten und konventionellen Einrichtungen charakteristisch sind, die zur Lieferung von Flugzeug-Abzapfluft verwendet werden.

Ein weiterer Aspekt der Erfindung betrifft den durch Triebwerksluft angetriebenen Starter. Luftstarter sind üblicherweise durch Luft angetriebene Turbinen, die an dem Getriebekasten des Triebwerks angebracht sind. Die Starterturbine läuft bei sehr hohen Drehzahlen um und treibt das Triebwerk durch ein Planeten-Zahnradsystem während der Triebwerksbeschleunigung bis unmittelbar vor der Leerlaufdrehzahl an. Wenn das Triebwerk zündet, beginnt es, seine eigene Leistung zu erzeugen, und bei einer Drehzahl unterhalb Leerlauf beschleunigt es unabhängig vom Starter. Eine mechanische Freilauf-Kupplung gestattet, daß der Starter ausrückt, und dann wird die Starterluft ausgeschaltet und die Starterturbine kommt zum Stillstand. Innerhalb eines sehr schmalen Flugprofils des Flugzeugs kann der Starter gelegentlich für eine Not-Wiederzündung des Triebwerks verwendet werden, aber nur unter Bedingungen, wo die "Windmühlen"-Drehzahl des Triebwerks klein genug ist, damit die Starterkupplung eingerückt werden kann ohne Beschädigung durch einen Vorgang, der als ein Not- bzw. Krafteingriff bezeichnet werden könnte.

Triebwerksstarter können während normaler Reiseflugbedingungen des Flugzeugs, wo das einzige Mittel zur Wiederzündung der freie Windmühleneffekt des Triebwerks ist, nicht eingesetzt werden. Ein Vorteil der vorliegenden Erfindung besteht darin, daß sie den Betrieb des Luftstarters während aller Flugzustände des Flugzeuges gestattet, wodurch eine Verzögerung in der Wiederzündung des Flugzeuges vermieden wird, die bei Flugbedingungen auftreten kann, die für schnelle Windmühlen-Wiederzündungen ungünstig sind. Deshalb versuchen die Flugzeugkonstrukteure, die Probleme eines Wiederstarts des Flugzeugs im Fluge in Bezug auf das relativ schmale zur Verfügung stehende Flugprofil und den Gewalteinriff des Triebwerksstarters zu lösen.

Eine mechanisch angetriebene Einrichtung zum Vermindern des Grenzschicht-Strömungswiderstandes von verschiedenen Flugzeugteilen, wie beispielsweise Tragflächen, Gondeln und Flugzeugrumpfanordnungen, sind in der DE-A-41 06 752.5 und der EP-A-9 13 04 926.8 angegeben. Weiterhin ist in der eine mechanisch angetriebene Einrichtung zum Abzapfen von Grenzschichtluft und zum Verkleinern des Strömungswiderstandes des Flugzeuges durch Einführung wenigstens eines Teiles der Abzapf-Druckluft in den Fankanal des Triebwerks vorgeschlagen, um den Grundströmungswiderstand des Kanales zu verkleinern.

Es ist eine Aufgabe der Erfindung, den aerodynamischen Strömungswiderstand eines Flugzeugs zu verkleinern. Weiterhin soll ein effizienteres und ein eine längere Lebensdauer aufweisende Flugzeug-Gasturbinentriebwerk geschaffen werden, indem die Verwendung von Verdichterabzapfluft vermindert oder eliminiert wird. Dabei soll insbesondere die Verwendung von Fanluft des Gasturbinentriebwerks zur Vorkühlung von

Kompressorabzapfluft vermindert oder eliminiert werden, die für Anti-Vereisungs- und Umgebungsregelsysteme verwendet wird.

Weiterhin soll ein Triebwerk mit einem schnellen und betriebssicheren Wiederstart- oder Wiederzündungsvermögen im Fluge geschaffen werden. Es soll auch ein Triebwerk mit einem Starter geschaffen werden, der das Erfordernis für einen Gewalteinriff für eine Wiederzündung im Fluge vermeidet.

Es ist ferner Aufgabe der Erfindung, den Strömungswiderstand des Flugzeugs mit einer einfachen und leichtgewichtigen Einrichtung mit guter Brennstoffausnutzung zu verkleinern. Dabei soll der Strömungswiderstand des Flugzeugs unter Verwendung bereits existierender und erforderlicher Flugzeug- und Triebwerkskomponenten verkleinert werden.

Gemäß der Erfindung wird, kurz gesagt, ein Flugzeug-Gasturbinentriebwerk geschaffen mit einem elektrischen Hilfsgenerator, der durch ein drehzahlvariables Getriebe angetrieben wird, das unabhängig von dem Hochdruckrotor eines Doppelrotor-Gasturbinentriebwerks läuft, und der dazu verwendet wird, Grenzschichtluft-Abzapfverdichter elektrisch zu speisen, die in einer Fluid aufnehmenden Strömungsverbindung mit den äußeren Oberflächen des Flugzeugs stehen.

Gemäß einem Ausführungsbeispiel der Erfindung wird eine Einrichtung geschaffen zum Abzapfen von Grenzschichtluft von einer Triebwerks gondel und von Flugzeug-Tragflächen, wobei die Grenzschichtluft-Abzapfeinrichtung der Gondel mehrere Kompressoren bzw. Verdichter aufweist, die in einem Sammelraum in einem vorderen Abschnitt der Gondel angeordnet sind, die eine mit Löchern versehene Haut hat, durch die die Grenzschicht abgezapft oder abgesaugt wird; die Grenzschichtluft auf den Tragflächen wird in ähnlicher Weise durch eine mit Löchern versehene Haut abgezapft oder abgesaugt durch elektrisch angetriebene ECS Kompressoren bzw. Verdichter, die zur Lieferung von ECS Luft für die Flugzeugkabine und Kuhlfluft für den Wärmetauscher in dem ECS-System verwendet werden.

Gemäß einem weiteren Ausführungsbeispiel der Erfindung ist eine Luftturbine auf einer gemeinsamen Welle mit dem Hilfsgenerator angebracht und weist eine veränderbare Einstromung in der Form von verstellbaren Einlaßführungsschaufeln zum Steuern der Strömungsmenge auf, die in die Luftturbine eingelassen wird. Ein elektrischer Regler ist vorgesehen, um den Betrieb der veränderbaren Einstromung zu steuern. Die Luftströmung ist in einer umschaltbaren, fluidaufnehmenden Strömungsverbindung mit Quellen von verdichteter Startluft, die verdichtete Luft für einen Triebwerksstart sowohl am Boden als auch im Fluge liefern können. Das Abzapfsystem enthält eine Einrichtung zum gesteuerten Leiten der Luftturbinen-Abgasströmung zu einer Vorrichtung zum Liefern verdichteter Luft an den Anti-Vereisungskanal und das Umgebungsregelsystem (ECS).

Ein weiteres Ausführungsbeispiel enthält eine Einrichtung zum Herausleiten der Grenzschicht-Abzapfluft in einen Niederdruckbereich des Fankanales, der einen Basisdruckströmungswiderstand auf das Triebwerk erzeugt, wie beispielsweise das hintere Ende der Pylon-Verkleidung.

Die Erfindung wird nun mit weiteren Merkmalen und Vorteilen anhand der Beschreibung und Zeichnung von Ausführungsbeispielen näher erläutert.

Fig.1 ist eine schematische Darstellung von einem

Doppelrotor-Fanturbinenriebwerk.

Fig. 2 ist eine schematische Darstellung des bevorzugten Ausführungsbeispiels der Erfindung.

In Fig. 1 ist ein typisches Gasturbinenriebwerk 10 gezeigt, das in Strömungsrichtung hintereinander einen Fanabschnitt 12, einen Niederdruckverdichter (NDV) 16, einen Hochdruckverdichter (HDV) 20, einen Brennkammerabschnitt 24, eine Hochdruckturbine (HDT) 30 und eine Niederdruckturbine (NDT) 34 aufweist. Ein Hochdruckrotor 31 weist eine Hochdruckwelle 38 auf, die antriebsmäßig die Hochdruckturbine mit dem Hochdruckverdichter 20 verbindet, und ein Niederdruckrotor 35 weist eine Niederdruckwelle 42 auf, die in der Hochdruckwelle 38 angeordnet ist und antriebsmäßig die Niederdruckturbine 34 mit dem Niederdruckverdichter 16 und dem Fan 12 verbindet. Eine Kraftabgabewelle 47 verbindet antriebsmäßig die Hochdruckwelle 38 mit einem Antrieb 48 konstanter Drehzahl über ein Übersetzungsgetriebe 38, das durch die 45° Kegelräder dargestellt ist, die in allgemeiner Form an ihrem Schnittpunkt 41 gezeigt sind.

Eine Verdichterabzapfeinrichtung 54 enthält gemäß Fig. 1 eine mittlere Kompressor-Abzapfleitung 43, d. h. eine Abzapfung an der achten Stufe für ein Triebwerk CF6-80C2 der General Electric Company, und eine Kompressorausgangs-Abzapfleitung 45, die durch einen Verteiler vereinigt sind und durch einen Kompressor-Abzapfkanal 56 aus dem Hochdruckkompressor 20 herausgeführt sind. In der Mittelverdichter-Abzapfleitung 43 ist ein Sperrventil 44 angeordnet, das verhindert, daß einen höheren Druck aufweisende Luft aus der Kompressorausgangs-Abzapfleitung 45, in der ein Druckbetätigtes Abschaltventil 46 angeordnet ist, in eine Mittelstufe des Kompressors durch die Mittelkompressor-Abzapfleitung 43 zurückströmt. Obwohl die erfindungsgemäße Einrichtung das Erfordernis eliminiert oder reduziert, daß Kompressorluft durch das Umgebungsregelsystem verwendet wird, so gibt es gewisse Betriebszustände, bei denen dies erforderlich ist. Deshalb kann während eines Leerlaufbetriebes des Gasturbinenriebwerks 10 Luft aus der Kompressorausgangs-Abzapfleitung 45 verwendet werden für Anti-Vereisungszwecke und, wenn erforderlich, für den Aufbau von ECS-Luft. Während des Restes des Triebwerksbetriebes wird Kompressorabzapfluft von der mittleren Kompressorabzapfleitung 43 zum Kompressorabzapfkanal 56 geführt.

Fig. 2 zeigt schematisch das bevorzugte Ausführungsbeispiel der Erfindung für ein an einer Tragfläche angebrachtes Gasturbinenriebwerk 10. Das bevorzugte Ausführungsbeispiel enthält eine elektrische Versorgungseinrichtung, die in dem speziellen Ausführungsbeispiel allgemein als ein elektrischer Generator 32 gezeigt ist, der antriebsmäßig durch einen Antrieb 48 konstanter Drehzahl und eine Leistungsabnahmewelle 47 mit der Hochdruckwelle 38 verbunden und dazu verwendet ist, die Grenzschicht-Abzapf- und ECS-Systeme zu speisen. Das ECS-System enthält eine ECS-Packung 100, die üblicherweise in einem ECS-Fach (nicht gezeigt) in dem Flugzeug angeordnet ist. Die verschiedenen Komponenten der ECS-Packung 100 sind in dem gestrichelten Rechteck in Fig. 2 gezeigt und werden nachfolgend näher erläutert. Das in Fig. 2 gezeigte bevorzugte Ausführungsbeispiel gemäß der Erfindung ist mit einer Flugzeuggondel-Grenzschicht-Abzapfeinrichtung 216 versehen, die eine mit Löchern versehene Haut 214 aufweist, die einen vorderen Gondelabschnitt 220 umgibt, der in einer Gondelkammer 210 angeordnet

ist zum Abzapfen eines Teils der Grenzschicht aus dem vorderen Abschnitt der Gondel 220, der sich von der Gondelvorderkante 218 nach hinten erstreckt. Die Gondelkammer 210 steht für eine Zufuhr von Strömungsmittel mit einer Grenzschicht-Kompressoreinrichtung der Gondel in Verbindung, die in dem bevorzugten Ausführungsbeispiel der Erfindung mehrere Gondel-Grenzschichtkompressoren 60 aufweist, die in der Gondel 220 und um diese herum angeordnet sind.

Der Gondel-Grenzschichtkompressor 60 wird durch einen Elektromotor 65 angetrieben, der seine Versorgung von dem elektrischen Generator 32 empfängt und integral in einem gemeinsamen Gehäuse mit dem Grenzschichtkompressor 60 angebracht sein kann, um so eine leicht zu wartende Einheit zu bilden. In dem bevorzugten Ausführungsbeispiel ist der Grenzschichtkompressor 60 ein Radialverdichter, dessen Ausgangsströmung zu einem Niederdruckbereich des Triebwerks 66 führt, wie beispielsweise zu dem Fan-Bypasskanal 13, der schematisch in Fig. 1 gezeigt ist, wo sie für den Schub und eine Verkleinerung des lokalisierten Basisdruck-Strömungswiderstandes des Fankanals verwendet werden kann, wie es in den eingangs genannten Patentanmeldungen näher erläutert ist.

Das bevorzugte Ausführungsbeispiel der Erfindung enthält ferner eine elektrisch angetriebene Tragflächen-Grenzschicht-Abzapfeinrichtung 185, die Luft für sowohl Kabinenluft- als auch Wärmetauscher-Luftkühlungszwecke liefert. Die Grenzschicht-Abzapfeinrichtung 185 enthält einen vorderen Tragflächenabschnitt 190 der Flugzeug-Tragfläche 180, wobei der vordere Abschnitt mit einer mit Löchern versehenen Tragflächenhaut 194 überdeckt ist, die über einer Tragflächenkammer 196 angeordnet ist, deren Ausgang zu dem ECS-Kühlkanal 300 führt, der sich in eine erste und zweite Hauptleitung 310 bzw. 320 teilt. Ein Kabinenluftkompressor 120, der durch einen Elektromotor 126 angetrieben ist, der durch den elektrischen Generator 32 gespeist ist, zapft Tragflächen-Grenzschichtluft von der Hauptleitung 310 ab und empfängt diese, die dann zu der Flugzeugkabine 167 weitergeleitet wird, nachdem sie in einem Kabinenluft/Luft-Wärmetauscher 110 und einem Freonzyklus-Luftkonditionierer-Wärmetauscher 116 gekühlt worden ist. Die Wärmetauscher-Kühlluft für die ECS-Packung 100 wird durch das Grenzschicht-Abzapfsystem über die Hauptleitung 310 zugeführt, wie es nachfolgend näher erläutert wird. Ein Ejektor-Mischer 105 ist zwischen dem Kabinenluft-Kompressor 120 und dem Wärmetauscher 110 angeordnet und empfängt, bei Bedarf, Frischluft von der Kompressor-Abzapfeinrichtung, die durch den Multifunktionskanal 70 geleitet wird.

Vorzugsweise ist ein Freonzyklus-Kühlsystem 135 in der ECS-Packung 100 enthalten für eine zusätzliche Kühlung der Kabinenluft. Ein elektrisch betriebener Freon-Kompressor 140 wird durch einen Elektromotor 146 angetrieben, der von dem elektrischen Generator 32 gespeist wird. Ferner ist in dem Freon-Kreis des Freonzyklus-Kühlsystems 135 strömungsmäßig in Reihe mit dem Freon-Kompressor 140 ein Kondensor 125 und ein Expansionsventil 138 angeordnet. Der Kondensor 125 ist luftgekühlt durch Luft, die von der Tragfläche über die Hauptleitung 320 durch Kühlflutprobleme abgezapft ist, die mit bekannten Flugzeug-Grenzschicht-Abzapfsystemen in Verbindung stehen. Die Verwendung eines elektrischen Generators 32, um auch das Freonzyklus-Kühlsystem 135 anzutreiben, sorgt für eine weitere Verbesserung der erfindungsgemäßen Lösung. Elek-

trisch angetriebene Einrichtungen sind auch betriebssicher, kostengünstig und einfach in der Wartung.

Die Verwendung der Ausgangsströmung von Grenzschicht-Abzapfluft, die durch Gondel-Grenzschicht-Kompressoren 60 und den Kühlluftkompressor 130 verdichtet worden ist, um den Basisdruck-Strömungswiderstand zu senken, sorgt für den Vorteil einer weiteren Verbesserung des Gesamtwirkungsgrades.

Die erfindungsgemäße Einrichtung eliminiert oder reduziert das Erfordernis für konventionelle Abzapfluft-Vorkühler, die Fanluft verwenden, um Kompressor-Abzapfluft zu kühlen, die üblicherweise zur Lieferung von Luft für die ECS- und Anti-Eisysteme verwendet wird. Das Starten der Luftturbine 50 expandiert und kühlt somit die Kompressor-Abzapfluft, die von der Kompressor-Abzapfeinrichtung 54 empfangen wird, wodurch das Erfordernis für einen Abzapfluft-Vorkühler, wie er in konventionellen ECS-Systemen gefunden wurde, reduziert oder eliminiert wird, wenn das System richtig bemessen und ausgelegt wird.

Eine Luftturbine 50, vorzugsweise eine einstufige Luftturbine mit radialer Einströmung mit einem Turbineneinlaß 57, ist in einer reversiblen Antriebsbeziehung, vorzugsweise durch einen Antrieb 48 konstanter Drehzahl und eine Leistungsabnahmewelle 47, mit der Hochdruckwelle 38 verbunden. Die Kompressor-Abzapfeinrichtung 54 auf dem Triebwerk 10 ist für eine Zufuhr von Fluid in einer Strömungsverbindung mit dem Turbineneinlaß 57 durch einen Abzapfkanal 56.

Eine Startluft-Versorgungsventil 59, das üblicherweise mit dem Luftturbineneinsatz 57 über einen Multifunktionskanal 70 in Verbindung steht, bildet Quellen für Startluft einschließlich Quellen im Flügel, wie beispielsweise Kreuzabzapfsysteme von anderen Triebwerken. In der Multifunktions-Kanalleitung 70 ist ein schaltbares Startluft-Entleerungsventil 75 angeordnet, das mit einer nach außenbord führenden Entleerungsleitung 74 in Verbindung steht. Die Luftturbinen-Entleerungsleitung 74, deren Betrieb durch das Turbinen-Entleerungsventil 75 gesteuert wird, ist vorgesehen, damit die Ausgangsströmung der Luftturbine während des Triebwerksstartes abgegeben werden kann, wenn der Luftturbine 50 verdichtete Luft durch die Multifunktions-Kanalleitung 70 durch das Startluft-Versorgungsventil 59 zugeführt wird. Das Startluft-Entleerungsventil 75 in dem Multifunktionskanal hat eine nach außenbord führende Entleerungsleitung 74. Die Multifunktions-Kanalleitung 70 ist bekannt und wird üblicherweise als ein Abzapfluftkanal bezeichnet und wird üblicherweise dazu verwendet, Kompressor-Abzapfluft für ECS-Systeme und Anti-Eisbildung zu liefern. Die Luftturbine 50 enthält einen verstellbaren Schaufeln aufweisende Einlaß 57 und einen Regler 500, um die Strömungsmenge durch die Luftturbine 50 zu regeln, die während normaler Reiseflugbedingungen nur eine kleine Luftströmung erfordert, um die Turbine und andere Teile zu kühlen. Während abnormaler Zustände, wenn die ECS-Systeme des Flugzeugs nicht die gesamte erforderliche Luftströmung zur Turbine liefern können, wird die Luftturbine 50 verwendet, um Luft aus der Kompressor-Abzapfeinrichtung 54 zu kühlen und diese durch die Multifunktions-Kanalleitung 70 zu der ECS-Packung 100 zu leiten. Die Luftturbine 50 kann auch dazu verwendet werden, Anti-Eisbildungsluft durch die Multifunktions-Kanalleitung 70 zuzuführen. Der Regler 500 spricht auf Signale an, die die Temperatur und den Druck in der Leitung 70 anzeigen. Der Regler 500 schließt und öffnet die veränderbare Einströmung 57

wie die Iris auf einer Kamera-Linse, um eine zu starke Erwärmung oder die Ausbildung eines zu hohen Druckes in der Multifunktions-Kanalleitung 70 zu verhindern, die auch dazu verwendet wird, Luft für die Anti-Eisbildung zu liefern. Während eines Bodenstartbetriebes des in den Fig. 1 und 2 dargestellten Triebwerkes arbeitet die Luftturbine 50 als eine konventionelle Luftstartturbine, die verdichtete Startluft von der Multifunktions-Kanalleitung 70 empfängt. Startluft wird dann nach außenbord entleert durch das Startluft-Entleerungsventil 76 durch die Leitung 74. Die von der Luftturbine 50 erzeugte Leistung kurbelt die Welle 38 der Hochdruckturbine über den Antrieb 48 konstanter Drehzahl an, bis das Triebwerk 10 ohne Unterstützung durch die Luftturbine 50 weiterlaufen kann. An diesem Punkt des Triebwerksbetriebes setzt die Luftturbine 50 ihre Rotation fort, wobei sie durch die Hochdruckwelle 38 angetrieben ist, und der verstellbare Einlaß 57 ist durch den Regler 500 bis zu einem Punkt geschlossen, der nur für genügend Verdichterluft zur Kühlung der Luftturbine 50 sorgt und eine Beschädigung durch Hitze ihrer Komponenten, beispielsweise ihres Rotors, verhindert. Dies steht im Gegensatz zu konventionellen Startern, die eine gewisse Art von Kupplungsmechanismen nach dem Triebwerksstart verwenden, um die startende Turbine abzutrennen. Das Startluftventil 59 wird dann in eine Stellung zurückgebracht, die es gestattet, daß Kompressor-Abzapfluft durch die Multifunktions-Kanalleitung 70 zugeführt wird zur Verwendung bei der Anti-Eisbildung und als Frischluft in dem ECS-System, falls dies erforderlich ist.

Die Erfindung wurde anhand von Ausführungsbeispielen erläutert. Es sei darauf hingewiesen, daß die Terminologie, die dabei verwendet wurde, nur beschreibenden Charakter haben soll. Wichtig ist die Multifunktionalität, die vielen Elementen der erfindungsgemäßen Einrichtung zuzuschreiben ist, wie beispielsweise den Kanälen, Ventilen, Bläsern und Kompressoren, die für die Vorteile des gesenkten spezifischen Brennstoffverbrauchs des Triebwerks und Flugzeugs und den kleineren Strömungswiderstand des Flugzeugs sorgen. Das Energie-Rückgewinnungssystem und die Tragflächen, die Gondel- und die Kombination von Gondel- und Rumpf-Grenzschicht-Abzapfsysteme können einzeln und auch in Verbindung mit verschiedenen Ausführungsbeispielen der Erfindung verwendet werden.

Patentansprüche

1. Einrichtung zum Abzapfen von Grenzschichtluft von einem Teil der äußeren Oberflächen von einem durch wenigstens ein Gasturbinentriebwerk angetriebenes Flugzeug, **gekennzeichnet durch** eine elektrisch angetriebene Abzapfluft-Kompressor-einrichtung (54), die mit der äußeren Flugzeugoberfläche in Strömungsverbindung steht, die Grenzschichtluft von der äußeren Flugzeugoberfläche abziehen bzw. anzapfen kann und die durch einen von dem Gasturbinentriebwerk des Flugzeugs angetriebenen elektrischen Generator (32) angetrieben ist.
2. Einrichtung nach Anspruch 1, dadurch gekennzeichnet, daß die Abzapfluft-Kompressoreinrichtung (54) eine elektrisch angetriebene Gondelkompressoreinrichtung (60) in Strömungsverbindung mit einem Teil der äußeren Flugzeugoberfläche auf einer Triebwerksgondel (220) aufweist und Grenzschichtluft von der äußeren Gondeloberfläche ab-

zapft.

3. Einrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß die Gondel-Kompressoreinrichtung (60) mehrere elektrisch gespeiste Kompressoren bzw. Verdichter aufweist, die innerhalb der Gondel (220) angeordnet sind.

4. Einrichtung nach Anspruch 2, dadurch gekennzeichnet, daß die Abzapfluft-Kompressoreinrichtung (60) ferner einen elektrisch gespeisten Luftversorgungskompressor des Umgebungsregelsystems in Strömungsverbindung mit einem Teil der äußeren Tragflächenoberfläche des Flugzeugs ist und Grenzschichtluft von dem Teil der äußeren Tragflächenoberfläche abzapft und Flugzeugkabinenluft zuführt.

5. Einrichtung nach Anspruch 4, dadurch gekennzeichnet, daß die Abzapfluft-Kompressoreinrichtung (60) ferner einen elektrisch gespeisten Wärmetauscher-Kompressor des Umgebungsregelsystems in Strömungsverbindung mit dem Teil der äußeren Tragflächenoberfläche des Flugzeugs aufweist und Grenzschichtluft von der äußeren Tragflächenoberfläche abzapft und Wärmetauscher-Kühlluft des Umgebungsregelsystems zuführt.

6. Einrichtung nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, daß ein Antrieb konstanter Drehzahl antriebsmäßig mit dem durch das Gasturbinentriebwerk des Flugzeugs angetriebenen elektrischen Generator (32) verbunden ist und für einen reversiblen Antrieb mit der Startluftturbine (50), die einen Einlaß (57) mit veränderlichen Querschnitt aufweist, verbunden ist.

7. Einrichtung nach Anspruch 6, dadurch gekennzeichnet, daß eine Abzapfluft-Kanaleinrichtung (56) mit einem Auslaß der Startluftturbine (50) in Strömungsverbindung steht und verdichtete Luft für die Anti-Eisbildung und für Kabinenluft zuführt.

8. Einrichtung nach Anspruch 7, dadurch gekennzeichnet, daß die einen veränderbaren Einlaß (57) aufweisende Startluftturbine (50) durch eine Einlaß-Steuereinrichtung (500) gesteuert ist.

9. Einrichtung nach Anspruch 8, dadurch gekennzeichnet, daß die Einlaß-Steuereinrichtung (500) eine elektronische Steuereinrichtung ist.

10. Einrichtung nach Anspruch 5, dadurch gekennzeichnet, daß ein Mischer (105) des Umgebungsregelsystems sowohl mit einem Abgasauslaß des Luftversorgungskompressors des Umgebungsregelsystems als auch einem Abzapfkanal des Triebwerks in Strömungsverbindung steht, wobei der Mischer Grenzschicht-Abzapfluft von dem Luftversorgungskompressor des Umgebungsregelsystems empfängt und mit verdichteter Luft aus dem Abzapfkanal des Triebwerks mischt.

11. Einrichtung nach Anspruch 10, dadurch gekennzeichnet, daß ein Antrieb konstanter Drehzahl antriebsmäßig mit dem durch das Gasturbinentriebwerk des Flugzeugs angetriebenen elektrischen Generator verbunden ist und antriebsmäßig reversibel mit einer Startluftturbine verbunden ist, die einen Einlaß mit veränderbarer Fläche aufweist, wobei der Abzapfkanal des Flugzeugs mit einem Auslaß der Startluftturbine in Strömungsverbindung steht und die Abzapfluft-Kanaleinrichtung verdichtete Luft für die Anti-Eisbildung und die Kabinenluft zuführt.

12. Einrichtung nach Anspruch 11, dadurch gekennzeichnet, daß die einen veränderbaren Einlaß auf-

weisende Startluftturbine durch eine elektronische Steuereinrichtung gesteuert ist.

13. Einrichtung nach Anspruch 12, dadurch gekennzeichnet, daß ein elektrisch gespeister Luftkonditionierkompressor des Umgebungsregelsystems mit dem Generator vorgesehen ist.

Hierzu 2 Seite(n) Zeichnungen

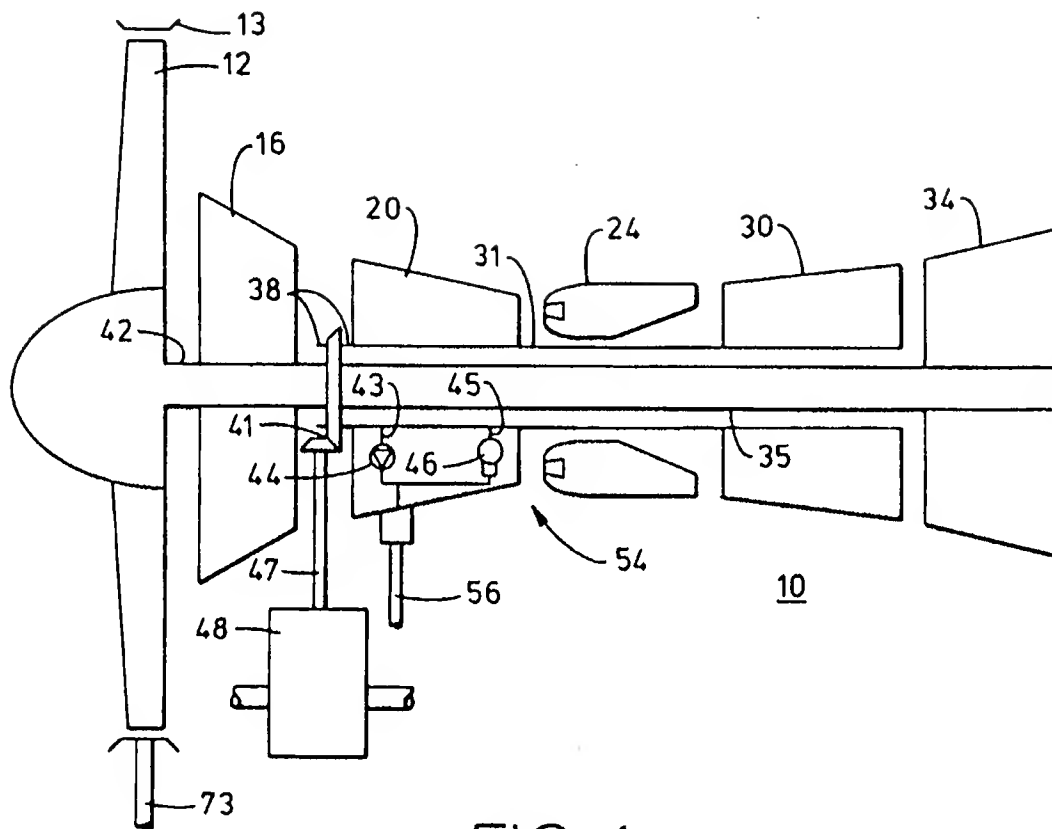
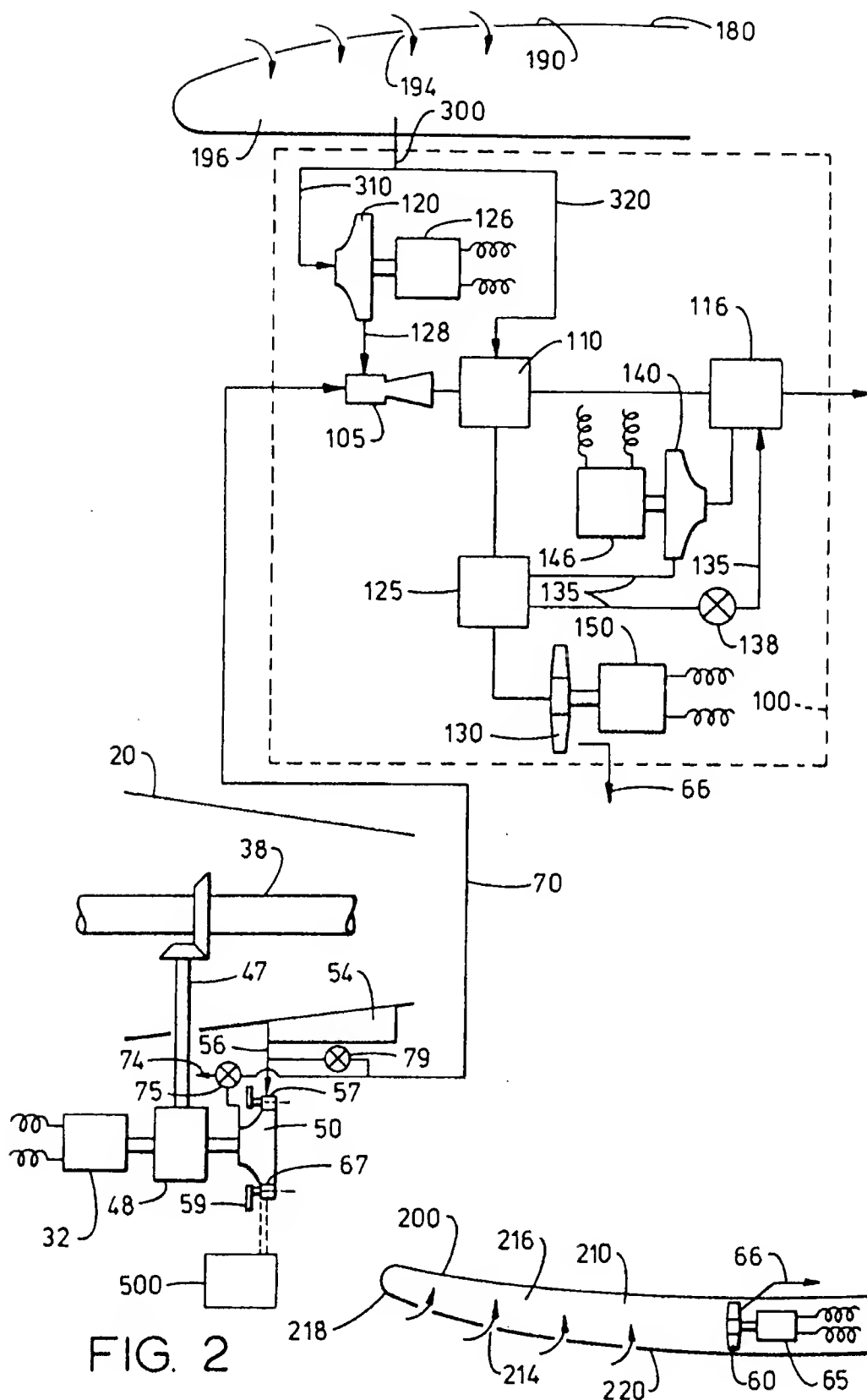


FIG. 1





US005114103A

United States Patent [19]

[11] Patent Number: 5,114,103

Coffinberry

[45] Date of Patent: May 19, 1992

[54] AIRCRAFT ENGINE ELECTRICALLY
POWERED BOUNDARY LAYER BLEED
SYSTEM[75] Inventor: George A. Coffinberry, West Chester,
Ohio[73] Assignee: General Electric Company,
Cincinnati, Ohio

[21] Appl. No.: 572,825

[22] Filed: Aug. 27, 1990

[51] Int. Cl.⁵ B64C 21/06; B64D 13/06[52] U.S. Cl. 244/209; 244/118.5;
244/134 R; 62/DIG. 5[58] Field of Search 244/209, 53 A, 118.5,
244/130, 134 R, 134 D, 204; 98/1.5; 62/323.3,
DIG. 5

[56] References Cited

U.S. PATENT DOCUMENTS

2,728,246	12/1955	Korkosz	74/675
2,771,791	11/1956	Bachman	74/675
2,908,189	10/1959	Parker et al.	74/675
2,924,991	2/1960	Whiting	74/675
3,024,624	3/1962	Morley	62/402
3,260,133	7/1966	Mattson	74/675
3,298,251	1/1967	Moss	74/687
3,307,426	3/1967	Whitaker	74/675
3,428,242	2/1969	Rannenberg	230/116
3,514,945	6/1970	Austin	60/39.16
3,525,273	8/1970	Brownstein	74/675
3,596,524	8/1971	Cook	74/675
3,878,677	4/1975	Colvin	60/39.14
4,419,926	12/1983	Cronin et al.	98/1.5
4,494,372	1/1985	Cronin	244/118.5 X
4,503,666	3/1985	Christoff	60/39.07

4,679,462	7/1987	Baits et al.	74/687
4,684,081	8/1987	Cronin	62/DIG. 5 X
4,706,908	11/1987	Huffman et al.	244/118.5
4,708,030	11/1987	Cordner	74/686
4,733,155	3/1988	Smith	322/10
4,743,776	5/1988	Baehler	290/31
4,777,376	10/1988	Dishner	290/4 R
4,875,345	10/1989	Signoret	62/402
4,993,663	2/1991	Lahti et al.	244/209 X

FOREIGN PATENT DOCUMENTS

0065855	5/1982	European Pat. Off.
585341	9/1942	United Kingdom
743598	4/1953	United Kingdom
774695	4/1955	United Kingdom
846358	6/1958	United Kingdom
2127492	6/1983	United Kingdom

OTHER PUBLICATIONS

Fluid-Dynamic Drag by: Signard F. Hoerner Publi-
shed-1965 pp. 3-18, 3-19, 3-20 and 20-16.

Primary Examiner—Joseph F. Peters, Jr.

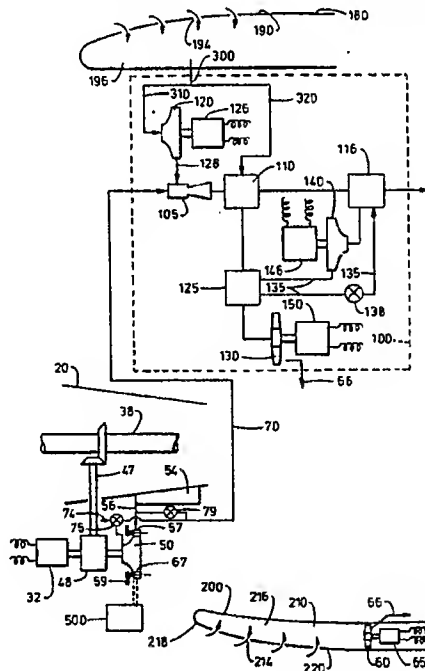
Assistant Examiner—Carla Mattix

Attorney, Agent, or Firm—Jerome C. Squillaro

[57] ABSTRACT

An aircraft gas turbine engine is provided with an electrically powered boundary layer air bleed apparatus for bleeding boundary layer air off the nacelle and the wing or another part of the aircraft outer skin in order to reduce boundary layer or surface drag and using the boundary layer air as a source of compressed air and cooling air for the aircraft's environmental control system (ECS).

10 Claims, 2 Drawing Sheets



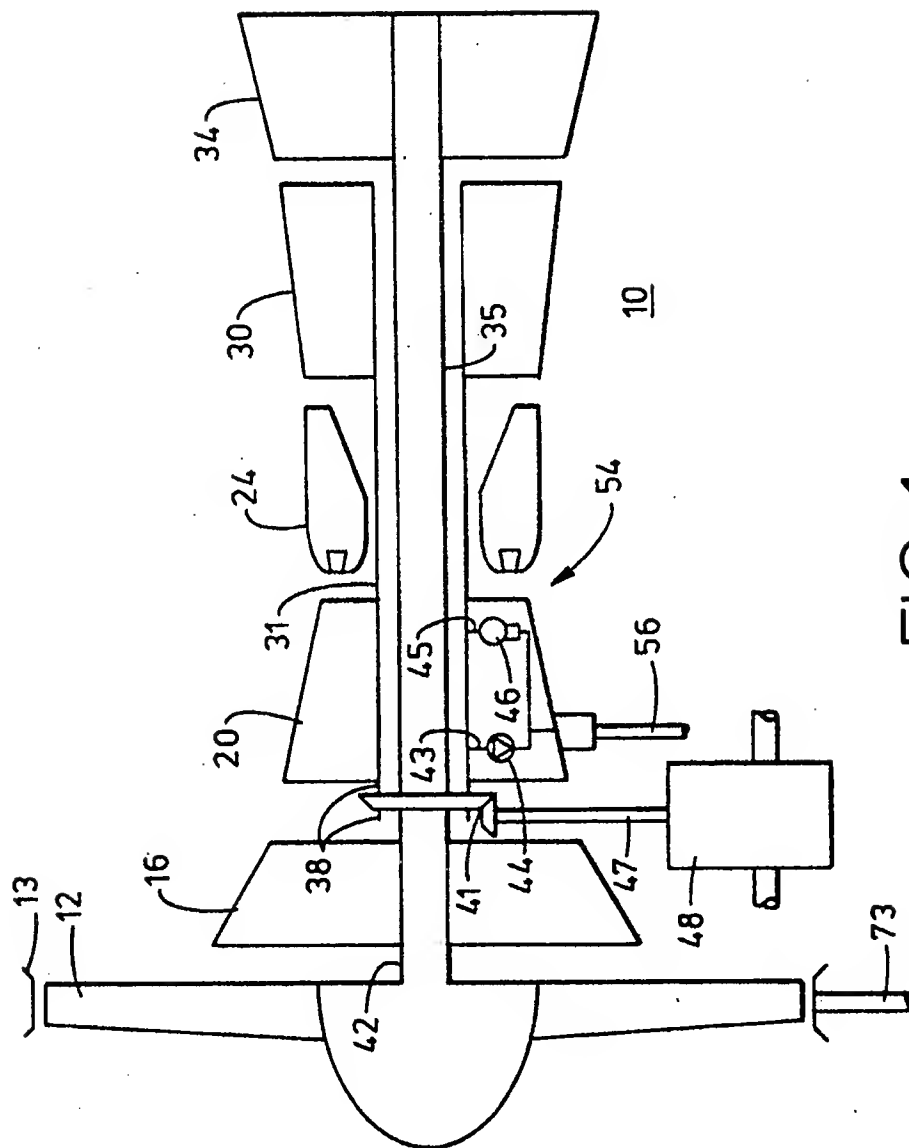
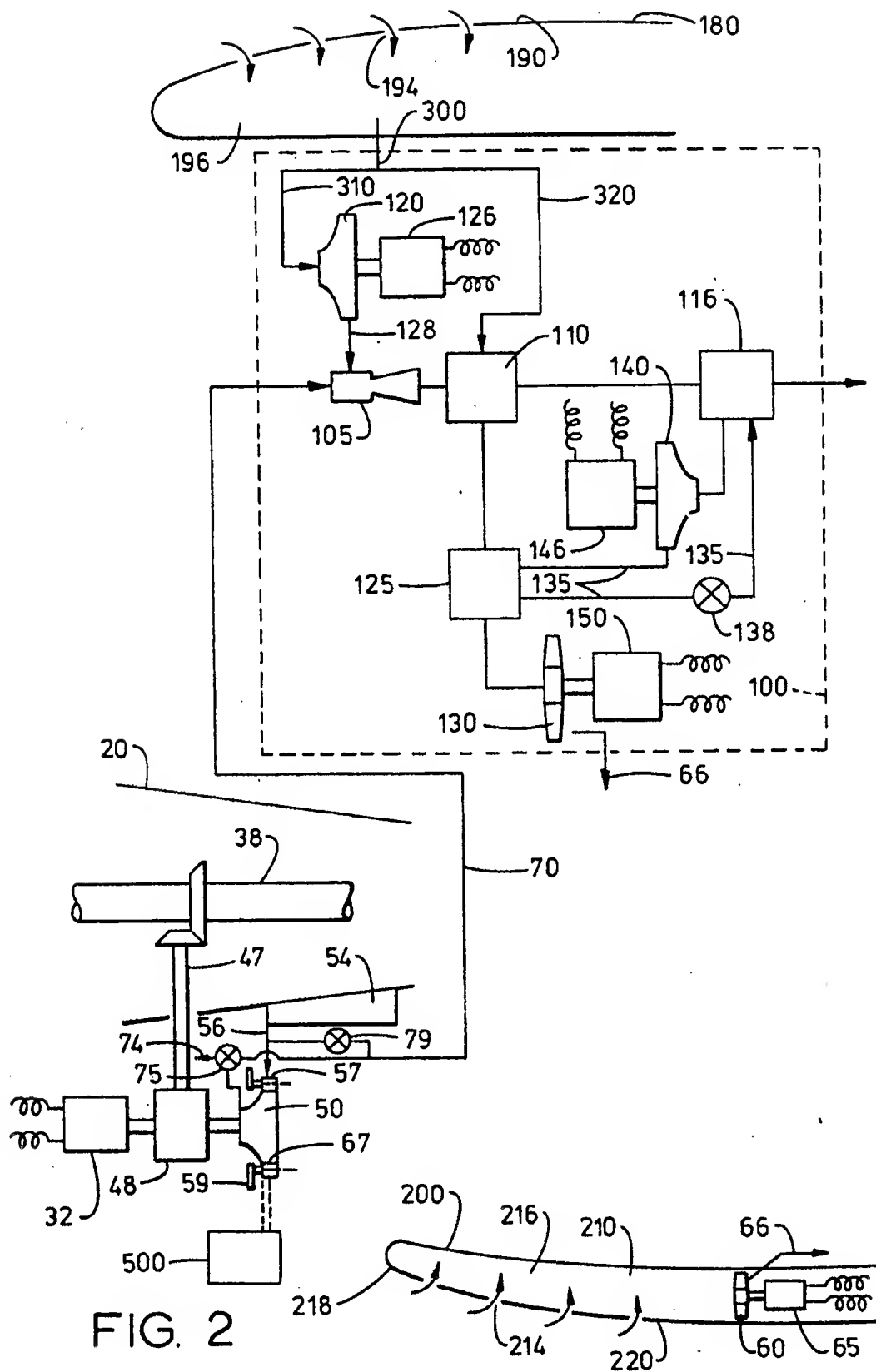


FIG. 1



AIRCRAFT ENGINE ELECTRICALLY POWERED BOUNDARY LAYER BLEED SYSTEM

BACKGROUND OF THE INVENTION

The invention generally relates to an aircraft gas turbine engine apparatus for bleeding boundary layer air from the wings and nacelles in order to reduce drag. In particular, the invention relates to an engine driven electrically powered apparatus for bleeding the boundary layer air and using the boundary layer bleed air for aircraft's environmental control system (ECS).

Aircraft aerodynamic drag poses a fuel consumption problem for aircraft designers. Aerodynamic drag causes a significant increase in an aircraft's specific fuel consumption and one component of the aerodynamic drag is boundary layer drag which is associated with engine nacelles, wing, pylons and other surfaces exposed to the free stream velocity which is about 600 miles per hour at cruise. As air flows on to and over a surface such as an engine nacelle it progressively builds up a low velocity boundary layer of increasing thickness. Within this boundary layer a portion of the velocity component of free stream total pressure is converted to increased static pressure. As the result of rise in static pressure, boundary layer thickness, and diffusion a point is reached where back pressure causes an otherwise laminar boundary layer to become turbulent.

Within the turbulent region a considerable amount of total pressure is converted to static temperature represented thermodynamically as an increase in entropy. By the time the boundary layer leaves the surface, or in the particular case of an aircraft gas turbine engine the end of the nacelle, an unrecoverable loss in total pressure has occurred. The large entropy rise associated with turbulence is at the expense of air momentum. Turbulence also gives rise to increased static pressure which may increase the intensity of rearward acting pressure force on the surface. Now if the boundary layer thickness is kept small, separation and turbulence will not occur and drag can be substantially reduced.

One way to avoid increase in boundary thickness is to pump or bleed off boundary layer air through holes in the surface. Boundary layer pumps or compressors would be desirable from an aerodynamic standpoint but causes design problems related to weight and complexity because of the relatively large air flow rates associated with effective boundary layer pumping or bleeding. The concept has not been used for modern aircraft and engines because heretofore the specific fuel consumption benefits have been outweighed by the penalties associated with the added weight and complexity of proposed systems. One problem, addressed by the present invention, is that a boundary layer bleed system requires a great deal of extra equipment, particularly compressors, for drawing off or bleeding the boundary layer. Therefore the present invention proposes a solution to effectively reduce aerodynamic drag using boundary layer bleed with a minimal increase in the weight and complexity of the aircraft.

Modern day aircraft use gas turbine engines, which in addition to propulsion, provide secondary functions required by the aircraft systems. These secondary functions include electrical power, hydraulic power and aircraft bleed air. Bleed air is normally taken from the engine compressor and, after pre-cooling with engine fan air in a heat exchanger, is delivered to various aircraft systems such as the cowl and wing anti-ice system

and the cabin pressurization and environmental control system for controlling cabin air freshness and temperature. These two systems are generally referred to as the anti-ice and ECS systems respectively. As part of the aircraft air ducting system, air is also routed in reverse flow to the engine where it powers an air turbine engine starter. Air for engine starting can be obtained from a ground cart, an on-board auxiliary power unit or bleed air from another engine.

Extraction of aircraft bleed air from the engine compressor has adverse affects on the propulsion cycle and engine life. Air taken into the engine compressor incurs a ram drag penalty (loss of momentum). Engine net thrust is equal to engine exhaust momentum minus inlet ram drag. Engine turbine power is needed to compress air and account for compressor inefficiency. Therefore, extra fuel consumption is always associated with bleed air (air which does not produce thrust).

This extra fuel burned in the engine combustor results in higher gas temperature delivered to the engine turbine and reduction of turbine blade life. Such penalties must be incurred in order that the engine turbine provide extra power associated with bleed air. It is not possible, without undue complexity, to always bleed the engine compressor stage which provides exactly the correct pressure needed for the aircraft anti-ice and ECS systems. Typically only two bleed ports are provided. Therefore, the result is to bleed air which exceeds minimum pressure requirements resulting in even higher penalty to the engine cycle than would be required by the aircraft systems. Most often the bleed air is not only at a higher than required pressure, it is also too hot. For reasons of fire safety, maximum bleed air temperature is usually limited to 450° to 500° F.

Temperature control requires cooling the bleed air with a pre-cooler. Most modern engines use fan air to cool compressor bleed air. Use of fan air imposes an additional penalty on fuel consumption. Further, the pre-cooler is usually large and requires a fan air scoop which produces drag. A typical large turbofan engine will consume about 3% extra fuel and run at about 50° F. hotter turbine temperature in order to provide aircraft system bleed air. The present invention addresses these problems and deficiencies characteristic of the prior art and conventional apparatus used to supply aircraft bleed air.

Another aspect of this invention concerns the engine air driven starter. Air starters are conventionally air powered turbines mounted to the engine accessory gearbox. The starter turbine rotates at very high speed and drives the engine through a planetary gear system during engine acceleration to just below idle speed. Once the engine lights it begins to develop its own power and, at a speed below idle, accelerates away from the starter. An overrunning mechanical clutch allows the starter to disengage and then the starter air is shut off and the starter turbine comes to rest. Within a very narrow flight profile of the aircraft, the starter can sometimes be used for emergency engine relight, but only at conditions where the windmill speed of the engine is low enough that the starter clutch can be engaged without damage due to what is referred to as crash engagement.

Engine starters can not be used during normal aircraft cruise conditions; where the only means for relight is from the freely windmilling engine. One advantage of the present invention is that it permits operation of the

air starter during all aircraft flight conditions thereby avoiding the delay in engine relight which can be associated with flight conditions unfavorable for fast windmill relights. Therefore engine designers are looking to solve the problems of in flight engine restart with respect to the relatively narrow available flight profile and crash engagement of the engine starter.

Mechanically powered means for reducing boundary layer drag of various aircraft parts such as wings, nacelles, and aircraft tail assemblies have been proposed in the past and in patent application Ser. No. 07/489,150 entitled "AIRCRAFT ENGINE STARTER INTEGRATED BOUNDARY BLEED SYSTEM", invented by Samuel Davison, filed Mar. 6, 1990 and assigned to the same assignee and in a patent application Ser. No. 07/531,718 entitled "GAS TURBINE ENGINE POWERED AIRCRAFT ENVIRONMENTAL CONTROL SYSTEM AND BOUNDARY LAYER BLEED", invented by the same inventor of this patent, filed on Jun. 1, 1990, and assigned to the same assignee, both incorporated herein by reference. A patent application Ser. No. 07/531,734 entitled "GAS TURBINE ENGINE FAN DUCT BASE PRESSURE DRAG REDUCTION", invented by the same inventor of this patent, filed on Jun. 1, 1990, and assigned to the same assignee, and incorporated herein by reference proposes a mechanically powered means of bleeding boundary layer air and reducing the drag of the aircraft by introducing at least a portion of the pressurized bleed air into the fan duct of the engine to reduce the base drag of the duct.

OBJECTS OF THE INVENTION

It is, therefore, an object of the present invention to reduce the aerodynamic drag of aircraft.

It is a further object of the present invention to provide a more efficient and longer life aircraft gas turbine engine by reducing or eliminating the use of engine compressor bleed air.

Another object of the present invention is to provide a more efficient aircraft gas turbine engine by reducing or eliminating the use of gas turbine engine fan air for pre-cooling compressor bleed air used for the ECS system and anti-icing.

Another object of the present invention is to provide the engine with a quick and reliable in flight restart or relight capability.

Yet another object of the present invention is to provide the engine with a starter that avoids the need for crash engagement for in flight relight.

A further object of the present invention is to reduce aircraft drag with a simple, low weight, fuel efficient apparatus.

Yet a further object of the present invention is to reduce aircraft drag using already existing or required aircraft and engine components.

These objects and other features and advantages will become more readily apparent in the following description when taken in conjunction with the appended drawings.

SUMMARY OF THE INVENTION

Briefly, in accordance with one aspect of the present invention, an aircraft gas turbine engine is provided with an auxiliary electrical generator driven through a variable speed gearbox which runs off the high pressure rotor of a dual spool gas turbine engine and is used to electrically power boundary layer air bleed compres-

sors which are in fluid receiving communication with outer surfaces of the aircraft.

A more particular embodiment provides means for bleeding boundary layer air from an engine nacelle and an aircraft's wings wherein the nacelle boundary layer air bleed means includes a plurality of compressors located in a plenum in a forward portion of the nacelle which has a perforated skin through which the boundary is bled and the boundary layer air on the wings is similarly bled through a perforated skin by electrically powered ECS compressors used to provide ECS air for the aircraft's cabin and cooling air for the heat exchanger in the ECS system.

A more particular embodiment includes an air turbine mounted on a common shaft with the auxiliary generator and having a variable inlet in the form of variable inlet guide vanes for controlling the amount of flow admitted to the air turbine. An electronic controller is provided to control the operation of the variable inlet. The air turbine is in switchable fluid receiving communication with sources of compressed starting air which are capable of providing compressed air for both on ground and in flight engine starting. The bleed system includes a means for controllably ducting the air turbine exhaust flow to a means for supplying compressed air to the anti-icing duct and the environmental control system (ECS).

And another embodiment includes a means for dumping the boundary layer bleed air into a low pressure region of the fan duct that produces base pressure drag on the engine such as the aft end of the pylon fairing.

BRIEF DESCRIPTION OF THE DRAWING

FIG. 1 is a schematic representation of an aircraft dual rotor gas turbine engine

FIG. 2 is a schematic representation of the preferred embodiment of the present invention.

DETAILED DESCRIPTION OF THE INVENTION

FIG. 1 illustrates a typical gas turbine engine 10 having in serial flow relationship a fan section 12, a low pressure compressor (LPC) 16, a high pressure compressor (HPC) 20, a combustion section 24, a high pressure turbine (HPT) 30, and a low pressure turbine (LPT) 34. A high pressure rotor 31 includes high pressure (HP) shaft 38 which connects, in driving relationship HPT 30 to HPC 20 and a low pressure rotor 35 includes a low pressure shaft 42 disposed within high pressure (LP) shaft 38 which drivingly connects LPT 34 to LPC 16 and fan 12. A power takeoff shaft 47 drivingly connects HP shaft 38 to a constant speed drive 48 through a transfer gearbox depicted by the 45 degree bevel gears generally shown at their point of intersection 41.

A compressor bleed means 54, in FIG. 1, includes a mid-compressor bleed line 43, i.e. a eighth stage bleed for a General Electric CF6-80C2, and a compressor discharge bleed line 45 manifolded together and ducted out of HPC 20 by a compressor bleed duct 56. Disposed in mid-compressor bleed line 43 is a check valve 44 which prevents higher pressure air from compressor discharge bleed line 45, which has a pressure actuated shut off valve 46 disposed within, from flowing into a midstage of the compressor back through mid-compressor bleed line 43. Although the present invention eliminates or reduces the need for compressor air to be used

by the ECS, there are certain operating conditions when this is required.

Therefore, during idle operation of the gas turbine engine 10 air from compressor discharge bleed line 45 may be used for anti-icing and, if required, for ECS makeup air. During the rest of the engine's operation compressor bleed air is supplied from mid-compressor bleed line 43 to compressor bleed duct 56.

FIG. 2 schematically depicts the preferred embodiment of the present invention for a wing mounted aircraft gas turbine engine 10. The preferred embodiment provides an electrical power supply means generally shown in its specific embodiment as an electrical generator 32 drivenly connected through a constant speed drive 48 and power takeoff shaft 47 to HP shaft 38 and used for powering boundary layer bleed apparatus and ECS systems. The ECS system incorporates an ECS pack 100 conventionally located in an ECS bay (not shown) in the aircraft. ECS pack 100 has its various components depicted within the dotted rectangle in FIG. 2 and is described in more detail below.

The preferred embodiment, as shown in FIG. 2 is provided with an aircraft boundary layer bleed means having a nacelle boundary layer bleed means 216, including a perforated skin 214 that surrounds a forward nacelle portion 220 having disposed within it a nacelle plenum 210 for bleeding a portion of the boundary layer from the forward portion of the nacelle 220. Forward nacelle portion 220 extends aft from about the nacelle leading edge 218. Nacelle plenum 210 is in fluid supply communication with a nacelle boundary layer compressor means which in the preferred embodiment is a plurality of nacelle boundary layer compressors 60 disposed around and within nacelle 220. Nacelle boundary layer compressor 60 is driven by an electric motor 65 which receives its power from electrical generator 32 and may be integrally mounted within a common casing with boundary layer compressor 60 so as to form an easily serviceable unit. In the preferred embodiment, boundary layer compressor 60 is a centrifugal compressor which dumps to a low pressure region of the engine 66 such as in the fan bypass duct 13, schematically depicted in FIG. 1, where it may be used for thrust and reduction of localized fan duct base pressure drag as discussed in the previously referenced patent applications.

The preferred embodiment further provides an electrically powered wing boundary layer bleed means generally shown at 185 which provides air for both cabin air and heat exchanger air cooling purposes. Boundary layer bleed means 185 includes a forward wing portion 190 of aircraft wing 180 wherein the forward portion is covered with a perforated wing skin 194 disposed about a wing plenum 196 which exhausts to ECS cooling duct 300 which splits into a first and second trunk line 310 and 320 respectively. A cabin air compressor 120, driven by an electric motor 126 which is powered by electrical generator 32, bleeds off and receives wing boundary layer air from first trunk line 310 which it then conveys to the aircraft cabin generally shown in FIG. 2 as arrow 167 after it has been cooled in air heat exchanger 110 and freon cycle air conditioner heat exchanger 116. Heat exchanger cooling air for air heat exchanger 110 and freon cycle air conditioner heat exchanger 116 in ECS pack 100 is supplied by the boundary layer bleed system through second trunk line 320 and is further explained below. An ejector type mixer 105 is disposed between cabin air

compressor 120 and heat exchanger 110 and is operable to receive, if required, makeup air from compressor bleed means 54 ducted through multi-function duct 70.

A preferably freon cycle cooling system 135 is contained within ECS pack 100 for additional cooling of the cabin air. An electrically operated freon compressor 140 is driven by an electrical motor 146 which is powered by electrical generator 32. Further included in the freon circuit of freon cycle cooling system 135, in serial flow relationship with freon compressor 140, is condenser 125 and expansion valve 138. Condenser 125 is air cooled by air bled off the wing through trunk line 320 by cooling air compressor 130 which is driven by electrical motor 150 which in turn is powered by electrical generator 32.

The use of electrically powered boundary layer bleed compressors 120 and 130 eliminates or reduces the need for additional machinery to bleed boundary layer air and thereby provides a practical solution to one of the problems associated with prior aircraft boundary layer bleed systems. The use of an electrical generator 32 to also power the freon cycle cooling system 135 further enhances the solution set forth in the present invention solution. Electrical powered apparatus are also reliable, low cost, and easily maintained.

Using the exhaust of boundary layer bleed air which has been compressed by nacelle boundary layer compressors 60 and cooling air compressor 130 to reduce base pressure drag provides the advantage of further improving the invention's overall efficiency.

The invention eliminates or reduces the need for conventional bleed air precoolers which use fan air to cool compressor bleed air which is conventionally used to provide air for the ECS and anti-icing systems. Starting air turbine 50 expands and therefore cools the compressor bleed air received from compressor bleed means 54 thereby reducing or eliminating the need for a bleed air pre-cooler as found in conventional ECS systems if the system is properly sized and designed.

An air turbine 50, preferably a single stage radial inflow air turbine, having turbine variable inlet 57 preferably of the variable vane type is connected in reversible driving relationship, preferably through constant speed drive 48 and power takeoff shaft 47, to HP shaft 38. Compressor bleed means 54 on engine 10 is connected in fluid supply communication by a compressor bleed duct 56 to turbine variable vane inlet 57.

A starting supply valve 59, conventionally ducted to air turbine variable vane inlet 57 through a multi-function duct 70, provides sources of starting air including in flight sources such as crossbled systems from other engines. Disposed in multifunction duct line 70 is a switchable starting air dump valve 75 having a overboard dump line 74. Air turbine dump line 74 whose operation is controlled by turbine dump valve 75 is provided for dumping air turbine exhaust during engine starting when compressed air is provided to air turbine 50 through multi-function duct line 70 by starting air supply valve 59. Multi-function duct line 70 is known in the art and is conventionally referred to as a bleed air duct and is conventionally used to supply compressor bleed air for ECS systems and anti-icing.

Air turbine 50 includes turbine variable vane inlet 57 and controller 500 to control the amount of flow through air turbine 50 which during normal cruise conditions only requires a small amount of air flow to cool the turbine and other parts. During abnormal conditions when the aircraft's ECS cannot provide all the required

air flow to the cabin, air turbine 50 is used to cool air from compressor bleed means 54 and duct it through multi-function duct line 70 to ECS pack 100. Air turbine 50 may also be used to provide anti-icing air through multi-function duct line 70. Closed loop controller 500 responds to signals indicating temperature and pressure in line 70. Closed loop controller 500 closes and opens turbine variable vane inlet 57, like the iris on a camera lens, in order to prevent over heating or over pressuring multi-function duct line 70 which is also used to provide air for anti-icing. During engine ground start operation of the invention illustrated in FIGS. 1 and 2 air turbine 50 operates as a conventional air starting turbine receiving compressed starting air from multi-function duct line 70. Starting air is then dumped overboard by starting air dump valve 75 through line 74. The power created from air turbine 50 cranks HPT shaft 38 through constant speed drive 48 until engine 10 is capable of continuing operation without assist from air turbine 50. At this point of the engine's operation air turbine 50 continues to rotate driven by HP shaft 38 and turbine variable inlet 57 is closed down by controller 500 to a point which provides only enough compressor air for cooling air turbine 50 and preventing heat damage to its components such as its rotor. The present invention in this aspect is unlike conventional starters which employ some sort of clutch mechanism after engine start to disconnect the starting turbine. Starting air valve 59 is then returned to a position which allows compress or bleed air to be supplied through multi-function duct line 70 for use as and for makeup air in the ECS system if required.

The present invention has been described in an illustrative manner. It is to be understood that the terminology which has been used is intended to be in the nature of words of description rather than of limitation. It is important to note the multifunctionality ascribed to many elements of the invention such as ducts, valves, fans, and compressors which provide the advantages of decreased engine and aircraft specific fuel consumption and lower aircraft drag. The invention contemplates using the energy recovery system and the wing, the nacelle, and the combination nacelle and tail assembly boundary layer bleed systems individually as well as in combination in various embodiments of the present invention.

Obviously, many modifications and variations of the present invention are possible in light of the above teachings. It is, therefore, to be understood that within the scope of the appended claims, the present invention may be practiced otherwise than as specifically described.

What is claimed is:

1. An apparatus for bleeding boundary layer air from a portion of the outer surfaces of a gas turbine engine powered aircraft, wherein said apparatus comprises:

an electrically powered bleed air compressor means in fluid supply communication with the aircraft's outer surface and effective for bleeding boundary layer air from the aircraft's outer surface and pow-

ered by an aircraft gas turbine engine powered electrical generator,

said bleed air compressor means comprising an electrically powered nacelle compressor means in fluid supply communication with a portion of the aircraft's outer surface on an engine nacelle and effective for bleeding boundary layer air from the nacelle's outer surface, and

said bleed air compressor means further comprising an electrically powered environmental control system air supply compressor in fluid supply communication with a portion of the aircraft wing's outer surface and effective for bleeding boundary layer air from said portion of the wing's outer surface and for supplying aircraft cabin air.

2. An apparatus as claimed in claim 1 wherein said bleed air compressor means further comprises an electrically powered environmental control system heat exchanger compressor in fluid supply communication with said portion of the aircraft wing's outer surface and effective for bleeding boundary layer air from the wing's outer surface and for supplying environmental control system heat exchanger cooling air.

3. An apparatus as claimed in claim 2 further comprising a constant speed drive drivingly connected to said aircraft gas turbine engine powered electrical generator and drivenly connected in a reversible manner to a starting air turbine having a variable area inlet.

4. An apparatus as claimed in claim 3 further comprising a bleed air duct means in fluid supply communication with said starting air turbine wherein said bleed air duct means is used to supply compressed air for anti-icing and for cabin air.

5. An apparatus as claimed in claim 4 wherein said starting air turbine variable area inlet is controlled by an inlet control means.

6. An apparatus as claimed in claim 5 wherein said inlet control means is an electronic control means.

7. An apparatus as claimed in claim 2 further comprising an environmental control system mixer in fluid communication with both an exhaust outlet of said environmental control system air supply compressor and an engine bleed duct wherein said mixer is effective for receiving and mixing boundary layer bleed air from said environmental control system air supply compressor with compressed air from said engine bleed duct.

8. An apparatus as claimed in claim 7 further comprising a constant speed drive drivingly connected to said aircraft gas turbine engine powered electrical generator and drivenly connected in a reversible manner to a starting air turbine having a variable area inlet, and

wherein said engine bleed duct is in fluid supply communication with said starting air turbine wherein said engine bleed duct is effective for supplying compressed air for anti-icing and for cabin air.

9. An apparatus as claimed in claim 8 wherein said starting air turbine variable area inlet is controlled by an electronic control means.

10. An apparatus as claimed in claim 9 further comprising an electrically powered environmental control system air conditioning compressor powered by said generator.

* * * * *